

# 民用航空涡轮发动机现状与发展趋向

黄太平

(厦门大学 机电工程系 福建 厦门 361005)

**摘要:**本文综合论述民用航空发动机的现状与发展趋势。根据对民用航空发动机的经济性和可靠性的基本要求出发,从理论上分析了发动机的增压比、涡轮前燃气温度和涵道比等主要参数对发动机性能的影响关系。概括介绍了当前世界上主要的民用涡扇发动机的基本数据、结构特点和应用情况,包括目前主要航空发动机制造商正在研制的 GE90-115B、GP7200 等高性能涡扇发动机。在此基础上,对民用航空发动机的发展趋向和若干技术关键问题做了扼要的分析,并呼吁加强新型航空发动机的创新研究。

**关键词:** 航空 民用 发动机 耗油率 可靠性

## 1. 概述

一百年前,莱特兄弟的载人的动力飞行器升空,实现了千百年来人类渴求飞行的梦想。而在这短短的一百年中,航空技术已经得到了迅猛发展,在战争中发挥了巨大的空中优势,在国民经济的发展中产生了巨大的推进作用,人们的生活方式也随之带来巨大的变化,从前需要数月甚至数年才能环绕地球旅行,现在乘坐民航班机不到 2 天的时间就可以完成。

航空的迅速发展是多方面的理论研究和各种技术发展的结果,其中发动机技术的发展起了至关重要的作用。从莱特兄弟“飞行一号”的 12 马力 4 缸活塞式发动机到数万马力的现代涡扇发动机,几代的科学家、工程师和广大的航空业界人士,饱尝了多少艰辛、经历了多少失败,才取得了这一百年来的举世瞩目的巨大成就。在纪念航空一百周年,新世纪之初,回顾一下过去,展望一下未来,对于广大的航空业界、航空爱好者不无益处。

航空器具有广泛的应用,各种不同的应用场合对发动机提出相应不同的要求。本文针对民用涡轮发动机的现状进行简要的综合,并结合航空界对其发展趋向的评述,提出作者的一些见解。

## 2. 民用航空燃气涡轮发动机的特点

作为航空发动机,燃气涡轮发动机也已经走过了半个多世纪,从早期的离心式涡轮喷气发动机到单转子轴流式涡轮喷气发动机,从双转子涡轮喷气发动机到低涵道比的涡轮风扇发动机,再到高涵道比的涡扇发动机。对于民用航空发动机来说,围绕着发动机的不断向前发展,主要的特点与要求是:更高的效率、更好的可靠性。

航空公司运营航班,目的是赚钱。在航班的直接运营成本(DOC)中,燃油消耗占相当一部分,越是高效管理的航空公司,燃油的成本越显得重要。因此,必然对发动机的燃油消耗率提出越来越高的要求,也就是说要求不断地降低发动机的燃油消耗率。早期的单转子涡轮喷气发动机的燃油消耗率超过  $1.00\text{kg/dN}\cdot\text{h}$ ,双转子涡轮喷气发动机将燃油消耗率降低到大约  $0.80\text{kg/dN}\cdot\text{h}$ ,涡扇发动机则进一步将燃油消耗率降低到  $0.50\text{kg/dN}\cdot\text{h}$ ,现代高涵道比的涡扇发动机已经将燃油消耗率降低到  $0.30\text{kg/dN}\cdot\text{h}$  的水平。这正是对民用航空发动机高效率或高经济性的不断追求的结果。

航空安全是每一个乘客所要求的,每当发生空难,人们都会一时难于接受而不敢乘坐

飞机，这不仅使该航空公司的正常运营受到严重的影响，而且还波及其他所有的航空公司的运营。911 事件后，民航业大受影响，当然，这和一般所说的航空安全的含义不完全一样。在 911 事件以前，全世界每年都会发生几十起空难，超过千人遇难。几十年来，随着全世界航班数的不断增加，由于方方面面的努力与进步，每年的空难数和死亡人数反而不断地有所减少。这正是由于人们不断地致力于采取各种措施，提高航空安全的结果。在这些努力中，发动机本身的安全可靠显然起着重要的作用。

早期的民用飞机只用一台发动机，一旦发动机发生无法排除的故障而停止运转，空难势必发生。后来，民用飞机多数采用两台发动机，甚至采用 3 台或 4 台发动机，这样，哪怕有一台发动机发生无法排除的故障而停车，飞机也还能够采取必要的措施安全地降落。虽然可以避免空难的发生，但是非计划降落不仅增加航空公司的成本，乘客当然也不会满意的。因此，提高发动机的可靠性，减少发动机的空中停车率，就成为保证飞行安全的重要方面。

发动机的可靠性不仅因直接影响飞行安全而倍受关注，同时也影响到发动机的维护成本，因此也关系到航空公司的直接运营成本。

为了使发动机具有更好的性能，对于军用发动机来说，主要是要有足够高的单位空气流量推力，即流过发动机的每公斤空气所能产生的推力；对于民用发动机来说，主要是发动机要具有最低的燃油消耗率，即每产生单位推力在单位时间内需要消耗的燃油量。为了达到这两个要求，关键是压气机的增压比和涡轮前的最高燃气温度这两个热力参数，而这两个关键参数之间存在相互制约关系。

发动机的单位空气流量推力  $\bar{T}$  可用循环有效功  $L$  来表示<sup>[1]</sup>：

$$L = \frac{k_g}{k_g - 1} R_g T_4^* \left( 1 - \frac{1}{p^{\frac{k_g - 1}{k_g}}} \right) h_e - \frac{k_a}{k_a - 1} R_a T_o \left( p^{\frac{k_a - 1}{k_a}} - 1 \right) \frac{1}{h_c} \quad (1)$$

式中  $k$ ——绝热指数，下标  $g$ 、 $a$  分别代表燃气和空气；

$R$ ——气体常数，下标  $g$ 、 $a$  分别代表燃气和空气；

$T_4^*$ ——涡轮前燃气温度；

$T_o$ ——外界大气温度；

——总增压比；

$c$ ——压缩效率；

$e$ ——膨胀效率；

根据最大循环功的条件，由 (1) 可得最大单位空气流量推力的最佳增压比为：

$$p_{opt} = (m \Delta h_c h_e)^{\frac{k}{2(k-1)}} \quad (2)$$

式中  $p_{opt}$ ——最大单位空气流量推力的最佳增压比；

$m$ ——与气体常数、绝热指数、最高燃气温度及增压比有关的系数，大约为 1.00~1.06；

——最高燃气温度对外界大气温度的比值。

显然，最佳增压比与温度比有密切的关系，涡轮前燃气温度越高，能够加入的热量越多，单位空气流量推力就越大；压缩与膨胀过程的效率越高，当然使单位空气流量推力

提高。而这些又同时使获得最大单位空气流量推力的最佳增压比提高。

对于民用发动机，主要的要求是降低燃油消耗率。燃油消耗率与单位空气流量推力的关系为

$$sfc = \frac{Q}{H_u \bar{T}} \quad (3)$$

式中  $sfc$  —燃油消耗率，即单位时间内产生单位推力所消耗的燃油量；

$Q$  —单位时间消耗的燃油量；

$H_u$  —燃油的热值。

随着增压比的提高，压气机出口空气温度也越高，可加入的燃油量便越少。

$$Q = C_p (T_4^* - T_3^*) \quad (4)$$

因此，获得最低燃油消耗率的增压比（最经济增压比）远远高于最大单位空气流量推力的最佳增压比。图 1 表示在一定的涡轮前燃气温度条件下，增压比对单位空气流量推力和耗油率的关系。显然，最经济增压比大约为最大单位空气流量推力的最佳增压比的 2~3 倍。具体的数值取决于涡轮前燃气温度及压缩与膨胀过程的效率。随着涡轮前燃气温度和效率的提高，最佳增压比提高。对于民用发动机而言，应尽量接近最经济的增压比。经过几十年的努力，涡轮前燃气温度从早期的不到 1000K 提高到 1750K，压气机的增压比从早期的 3~4 提高到 30~40，大大提高了发动机的性能水平。根据当前使用的涡轮前燃气温度，增压比已经达到或超过单位空气流量推力的最佳增压比，但仍然低于最经济的增压比。

在高亚音速范围内，提高涡扇发动机的涵道比不仅有利于降低耗油率，而且可以大大降低喷气噪音。因此，现代民航旅客飞机几乎没有例外地采用高涵道比的涡扇发动机。

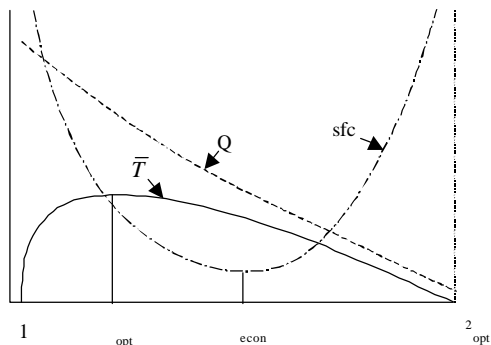


图 1 最大单位空气流量推力的最佳增压比和最经济增压比

### 3. 当代民用航空燃气涡轮发动机

本节简要介绍几型主要涡扇发动机的基本情况及特点，表 1 列举了当代干线民航飞机的主要涡扇发动机的主要数据<sup>[2~4]</sup>。

#### CF6-80

CF6 是美国通用电气发动机公司（GE）研制的大推力（185~300kN）高涵道比（5:1）的涡扇发动机系列，早期的 CF60-6D 和 CF6-50A 主要用于 DC-10-10 和 DC-10-30 上，后期的 CF6-80 系列主要用于 B767、B747、A300、A310、A330 和 MD-11 等飞机上。总增压比超过 30，耗油率在 0.317~0.385 范围内，涡轮前燃气温度达 1543~1577K。

GE 发动机公司早期在 J79 涡喷发动机上，采用 6 级可调静叶，在多达 17 级的单转子压气机上达到 13:1 的高增压比，有效地保证了压气机的稳定工作，为 CF6 的核心机研制打下了良好的技术基础。CF6 的高压压气机有 14 级之多，是当前各型高涵道比涡扇发动机中

级数最多的一个型号,进口导叶和前 5 级静叶都是可调的。虽然在上个世纪 70 年代就已投入航线使用,仍然是当前干线飞机的大推力涡扇发动机的主力机型之一。

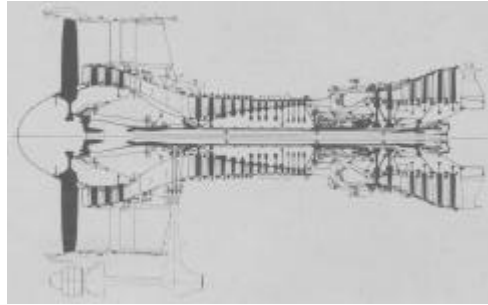


图 2 GE 公司的 CF6-80-A3 剖面图

表 1 主要民用涡扇发动机的数据

型号	推力 (千牛)	耗油率	总增压比	涵道流量比	用途
CFM56-5B4/P	120	0.34	29.3	6.0	A320
CFM56-7B24	108	0.37	26	6.0	B737-700/800
CF6-80A	213	0.344	27.3	4.66	B767-200
CF6-80E1A2	292	0.332	32.4	--	A330
CF6-80C2B6F	270	0.323	31.4	5.05	B767-300ER
GE90-76B	341	--	40	9	B777-200
GE90-115B	510	--	40	9	B777-200LR
GP7270	310	--	44	8.7	A380-800
GP7277	344	--	44	--	A380-800F
V2500-A1	110	0.35	29.7	5.42	A320-200
RB211-524G	257	0.58 (巡航)	32.9	4.4	B747-400
RB211-535E4B	191	0.61 (巡航)	25.8	4.3	B757
Trent 970	311	0.51 (巡航)	38.5	--	A380-800
JT9D-7R4H1	249	0.364	26.7	5.2	A300-600
P2037	170	0.335	27.6	5.8	B757
P4084	373	0.33	34.2	--	B777

### CFM56

CFM56 是美国 GE 和法国 SNECMA 合资企业 CFMI 的中等推力 (100~150kN) 高涵道比 (6.0) 的涡扇发动机系列,有 -2、-3、-5、-7 等不同型号,总增压比在 28~39 之间,涡轮前燃气温度达 1588K,耗油率在 0.32~0.39 范围内。早期型号的风扇采用窄弦叶片,带有中间突台,后期改用宽弦叶片,不带突台。风扇转子还带有 3 级或 4 级增压器,高压压气机均为 9 级,进口导叶和前 3 级整流叶片均为可调。1 级高压涡轮、4 级低压涡轮,环形燃烧室。

CFM56 系列的各种不同型号已交付使用的量已远远超过 10000 台,是目前世界上使用数量最多的民用涡扇发动机。它垄断了波音公司的 B737 系列的全部新老机型 B737-200/300/400/500 和 B737-600/700/800/900,还用于空中客车公司的 A340 上。

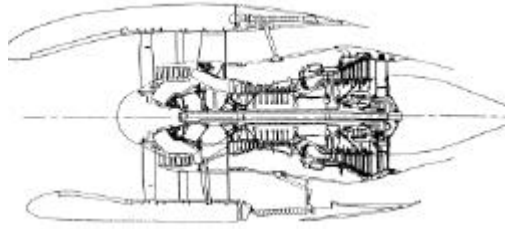


图 3 美法联合研制的 CFM56-3C 高涵道比涡扇发动机剖面图

### PW2037

PW2000 和 PW4000 系列是美国普惠公司 (P&W) 继 JT9D 之后研制投放市场的大、中推力 (170~190kN 和 220~285kN) 等级的两种高涵道比 (5.8) 涡扇发动机, 总增压比在 27~42 之间, 涡轮前燃气温度高达 1669K, 耗油率在 0.312~0.37 范围内。分别用于 B757、B767、B747 和 A300、A310、A330 等飞机上。图 4 所示为中等推力的 PW2037, 用于 B757 飞机。它的 1 级风扇叶片带有中间突台, 低压转子还带有 4 级增压器, 高压压气机有 12 级。2 级高压涡轮, 5 级低压涡轮, 环形燃烧室。PW4000 系列作为 JT9D 的替换机型, 增压机级数增加到 6, 高压压气机级数减少为 11 级, 主要用于 B747、B767、B777 和 A300、A310、A330 等。

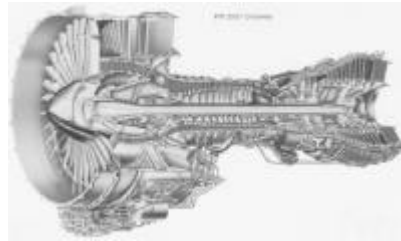


图 4 美国 PW 公司的 PW2037 涡扇发动机剖面图

### RB211

RB211 是英国 Rolls-Royce 公司民用涡扇发动机的系列产品, 有大推力 (222~270kN) 的 -524 系列和中等推力 (166~191kN) 的 -535 系列, 分别用于 B747 和 B757 飞机上。

这是一种独特的包含高、中、低压三个转子的涡扇发动机, 1 级风扇、7 级 (-535 型为 6 级) 中压压气机和 6 级高压压气机分别由 1、1、3 级高、中、低压涡轮驱动。涡轮前燃气温度达 1615K, 巡航状态下耗油率在 0.619~0.681 范围内。图 5 所示为 RB211-524G 的剖面图, 图中指出了它在 RB211-524D4-B 型基础上所作的改进。

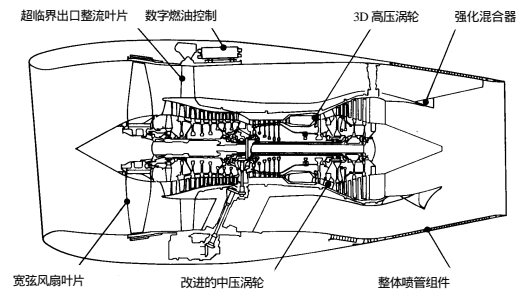


图 5 RB211-524G 涡扇发动机剖面图

### V2500

V2500 是国际航空发动机公司于上世纪 80 年代研制的中等推力 (98~147kN) 涡扇发动机, 90 年代投入航线服务, 主要用于 A320 系列飞机。该公司由美国的 PW 公司、英国的 RR 公司、日本的航空发动机公司 (JAEC) 和德国的 MTU 公司组成, V2500 是该公司的唯一系列产品。图 6 所示为 V2500 发动机的剖面示意图, 并表明了 4 家合资企业的生产分工: 日本负责风扇与增压器, RR 负责高压压气机, PW 负责燃烧室、高压涡轮和排气装置, MTU 负责低压涡轮。涵道比根据具体用途不同在 4.6~5.4 范围内, 总增压比在 25~33 范围内, 涡轮前燃气温度达 1588K, 耗油率在 0.337~0.357 范围内。

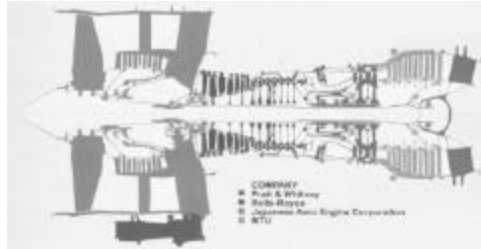


图 6 国际航空发动机公司的 V2500 示意图

### GE90

GE90 是 GE 公司为 B777 研制的全新发动机, 它的涵道比高达 9, 总增压比达到 40, 目前已装备 B777-200 的 GE90-76B 的推力达 340kN, 发动机的最大直径达 3.4 米, 它的空气流量高达每秒 1400 公斤, 是目前世界上空气流量最大、直径最大的民用涡扇发动机。波音公司已与 GE 公司达成协议, 今后的 B777 飞机只采用 GE90 发动机, 不再采用 P&W 公司的 PW4084 和 RR 公司的 Trent870、Trent884。

GE90 在投入航线使用后, 具有突出的运行可靠性。在过去的 5 年内, 发动机的空中停车率保持在每 1000 飞行小时 0~0.010 次之间, 目前平均在每 1000 飞行小时 0.006 次, 远低于 FAA 规定的 180 分钟 ETOPS 要求的 0.02 次<sup>[5]</sup>。

目前, GE 公司正在加紧 GE90-115B 的试验, 这是 GE90 的新一代, 如图 7 所示<sup>[5]</sup>。它的起飞推力可达 510kN, 将是世界上推力最大的涡扇发动机。它将用于波音公司的 B777-200LR/300ER 上, 该机计划于明年 3 月份取证。

GE 公司确信, GE90-115B 的可靠性能达到保持空中停车率为零, 这将使 GE90-115B 装备的 B777-200LR/300ER 能够符合任何新的 ETOPS 要求。这样一来, 装备 GE90-115B 的 B777-200LR/300ER 将可能执行目前任何三发或四发飞机所能飞行的任何航线。



图 7 GE90-115B

## GP7200<sup>[6]</sup>

GP7200 (图 8) 是 GE 和 P&W 联合为欧洲空中客车公司的超大型民航机 A380 研制的新一代高涵道比 (8.7) 涡扇发动机<sup>[9]</sup>, A380 的另一型候选机是 RR 公司在 Trent800 基础上衍生的 Trent900。

GP7200 目前有两个不同型号, GP7270 是为 A380-800 旅客机用的, 起飞推力为 310kN, GP7277 则是为 A380-800F 货机用的发动机, 起飞推力为 344kN。总增压比均为 44, 1 级风扇, 5 级增压器, 9 级高压压气机; 2 级高压涡轮, 6 级低压涡轮; 低发烟的环形燃烧室; 发动机的最大直径达 2.94 米。

GE 主要负责核心机部分, 它实际上是 GE90-115B 的缩小型, 并提高 0.5% 的效率和增加 2~4% 的压气机喘振裕度。高压涡轮采用耐高温的镍基粉末冶金轮盘和单晶镍钴叶片, 采用第三代全功能数字电子调节器 (FADECIII)。P&W 主要负责风扇和低压涡轮部分, 钛合金空心风扇叶片具有独特的后掠形式, 比标准宽弦叶片的效率提高 1% 左右。

由于发动机的优越的性能, 使 A380 能具有比现在的 B747-400 具有更好的经济性。

GP7200 与 GE90-115B 一样, 既是当前正在研制中的先进民用涡扇发动机, 也代表了近期民用涡扇发动机的发展水平。



图 8 GP7200 剖视图

## 4. 民用航空燃气涡轮发动机的发展趋向

前面已分析了当前干线飞机的主要涡扇发动机, 并介绍了正在研制的 GE90-115B 和 GP7200, 它们在一定程度上代表了民用涡扇发动机的近期发展水平。今后 10~20 年, 民用航空发动机将主要围绕满足如下几方面的要求进行研究与发展<sup>[7~9]</sup>:

### (1) 进一步改善发动机的经济性

全世界民航市场面临严重的挑战, 航空公司在运营成本方面力求降低, 这也就对新一代的民航飞机的经济性提出了更高的要求。航空公司对新飞机的要求是更加经济, 而不是更快或更好看。

正如前面已经提到的为 B777 专用的 GE90-115B, 为 A380 研制的和 GP7200 和 RR 公司的 Trent900, 均在经济性方面花大力气, 增压比提高到 40, 涵道比提高到 9。而波音公司正在发展的 7E7 新一代民航客机, 更是在经济性方面力图比 A380 有更大的突破, 希望在总有效性方面提高 20%, 而发动机的改进将在有效性方面提供 17% 的贡献。为此, 世界三大发动机制造商, 正在竞相提出新的发动机方案。RR 公司拟将 Trent900 的涵道比进一步提高到 10 以满足降低油耗和减少噪音的要求; P&W 公司拟在 PW4000 的基础上, 涵道比提高到 11, 并利用它的 Talon X 燃烧室技术; GE 公司拟应用其 GE90 热部件技术、GEN

X 的高涵道比技术和 Tech56 技术, 将总增压比提高到 50:1, 涵道比提高到 11:1-12:1。

### (2) 进一步提高发动机的可靠性

与改善经济性的同时, 进一步提高发动机的可靠性仍然是一个重要的追求。发动机的空中停车率的进一步降低, 对于双发动机飞机安全地进行远程飞行具有重要的意义。发动机的使用寿命的延长, 对于航空公司降低维护与修理成本有着重要的作用。因此, 发动机制造商正在采取各种措施, 尤其是改进发动机的热部件的可靠性, 以期延长发动机在翼服务的周期; 加强发动机的状态监控, 使定期维护逐步过度到视情维护; 改善发动机的控制和部件特性, 力争发动机的空中停车率降为零。

随着对发动机性能要求的提高, 涡轮进气温度也不断地提高。为了保证高温涡轮部件工作的可靠性, 世界各国航空科技研究人员正在研制新的耐高温材料和研究更高效的叶片冷却方法。

### (3) 安静而清洁的发动机

人类社会对于所赖以生存的地球的环境保护意识越来越有了清楚的认识, 对于飞机发动机造成的对环境的污染也就提出了越来越高的要求, 主要是对发动机的噪音和排气污染。

排气噪音与排气速度的 4 次方成比例, 和排气与外界空气的混合过程有关。正因为如此, 高涵道比的涡扇发动机就特别引起重视。提高涵道比, 不仅改善了发动机的经济性, 也大大降低了排气噪音。风扇机匣和发动机短舱进气部分采用吸音材料, 也大大降低了进气噪音。

燃烧过程所形成的各种燃烧产物, 由于燃烧不完全, 造成了许多有害物质, 其中主要包括  $\text{NO}_x$  和 CO 等, 还有燃烧室的排烟。近代涡扇发动机在这方面已经有了长足的进步, 燃烧室的设计与试验, 已经大大降低了排烟和有害气体的含量。

然而, 人类对环境保护的要求越来越高, 对发动机造成的污染也就提出越来越严格的要求, 安静而清洁的发动机始终是发动机设计和制造部门的一个追求的目标。

### (4) 多电或全电发动机

航空发动机需要带动许多附件, 其中大多数采用齿轮传动, 还有一些使用发动机的抽气。采用多电或全电系统就是利用电力代替齿轮传动, 既减少噪音, 又提高可靠性。

发动机的主轴承采用电磁轴承代替传统的滚动轴承, 不仅提高效率, 节省了滑油系统, 而且有利于实现发动机转子振动的主动控制, 已引起航空发动机界的普遍关注。

### (5) 智能发动机

智能发动机的研究也已经提到议事日程上。将来的发动机应是一种具有多用途核心机、无螺栓连接件、无滑油系统、无液压系统、高耐久性、低噪音、自我诊断、高效变循环、主动控制的智能型发动机。

### (6) 超音速民航机的发动机

自从英法“协和”号投入航线运营后, 再没有第二个型号的超音速旅客机出现, 随着“协和”号的退役, 全世界就没有了超音速民航客机。并不是人们不愿意飞得更快, 波音公司和 NASA 曾就超音速旅客机进行了许多研究, 结论是人们付不起相应的代价。这个代价包括两方面: 经济代价和环境代价, 这两方面的代价主要都涉及发动机。

目前高涵道比的涡扇发动机只适合于高亚音速飞行, 要作超音速飞行, 发动机要具有更高的喷气速度, 一般只能采用涡喷发动机或低涵道比的涡扇发动机, 甚至要采用加力燃



烧室，耗油率是相当高的，不适合于民用旅客机。因此，超音速民航旅客机的重新出现，在某种意义上讲，有待于新一代发动机的出现。

### (7) 新型发动机的创新研究

涡轮喷气发动机从上世纪 40 年代开始应用于航空，并迅速地广泛使用，几乎把活塞式发动机完全排除了。半个多世纪过去了，涡轮喷气发动机经历了几代的发展，是不是也到了它的顶峰，很难再有巨大的发展了？

事物总是发展的，早期的脉冲式喷气发动机由于噪音大、活门机构不可靠等等原因，早已被人们放弃。然而近来脉冲爆燃发动机（PDE--Pulse Detonation Engine）又引起了普遍的关注，有很大的吸引力，它具有很高的效率，很低的排气污染，特别适合于超音速飞行。当它与涡扇发动机相结合时，将使飞机能够在亚音速和超音速的广阔速度范围内飞行，看来是一种很有发展前景的新型发动机。

十几年前，有些航空专家就已经呼吁，应该鼓励创新研究完全新型的发动机，而不仅仅停留在对现有的发动机类型作改进。正如从活塞式发动机，飞跃到喷气式发动机，使飞机的飞行速度、高度和航程发生了巨大的飞跃。那么，从喷气式发动机要飞跃到什么样的新型发动机，再使航空发生一次飞跃呢？

现在，人类航空已经历了整整一百年，当年莱特兄弟根本想象不到在这一百年中，人类航空能有这么惊人的发展。从他独自升空几十秒钟、飞行几十米远，到现在每天每时每刻几千架飞机同时在空中翱翔，航程上万公里。所以，人们将航空誉为 20 世纪十大最伟大的成就之一。相信在新的世纪，在不久的将来，全新的航空发动机将会给人类航空带来突破性的发展与变化。

### 参考文献

- [1] . . . : , , 1956
- [2] 卢成文主编：世界飞机手册，航空工业出版社，1997
- [3] J. D. Mattingly: Aircraft Engine Design (Second Edition), AIAA, 2002
- [4] Outlook/Specification: Gas Turbine Engines, Aviation Week & Space Technology, January 13, 2003
- [5] S. W. Kandebo: ETOPS Extender, Aviation Week & Space Technology, May 5, 2003
- [6] S.W. Kandebo: Engine Makers Solidify GP7200 Design, Aviation Week & Space Technology, June 3, 2002
- [7] G. Norris: Global Gamble, Flight International, 10-16 June 2003
- [8] T. J. Levis: Future Aircraft Jet Engines Will Think for Themselves, Global Gas Turbine News, ASME International Gas Turbine Institute, Vol. 42, No. 2, 2002
- [9] G. Norris: Pulse Power, Flight International, 10-16 June 2003